



Estudio analítico y por elementos finitos de fuselajes bajo tensión diagonal

Miguel Ángel Rosique Linares

Dirigido por:

Prof. José Luis Pérez Aparicio

Grado en Ingeniería Aeroespacial
Universitat Politècnica de València
Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño

Julio de 2016

Índice

1. Introducción

- Pandeo en estructuras aeronáuticas
- Tensión diagonal

2. Inicio pandeo placas

- Métodos de análisis
- Placa plana a cortante
- Influencia de cargas y condiciones de contorno

3. Postpandeo placas

- Métodos de análisis
- Resultados

4. Inicio Pandeo Láminas

- Ecuación de gobierno
- Resultados carga crítica
- Influencia curvatura

5. Postpandeo Paneles

- Modelo MEF
- Evolución de las tensiones
- Tensiones máximas en la piel
- Tensiones en los refuerzos

6. Conclusiones

Índice

1. Introducción

- Pandeo en estructuras aeronáuticas
- Tensión diagonal

2. Inicio pandeo placas

- Métodos de análisis
- Placa plana a cortante
- Influencia de cargas y condiciones de contorno

3. Postpandeo placas

- Métodos de análisis
- Resultados

4. Inicio Pandeo Láminas

- Ecuación de gobierno
- Resultados carga crítica
- Influencia curvatura

5. Postpandeo Paneles

- Modelo MEF
- Evolución de las tensiones
- Tensiones máximas en la piel
- Tensiones en los refuerzos

6. Conclusiones

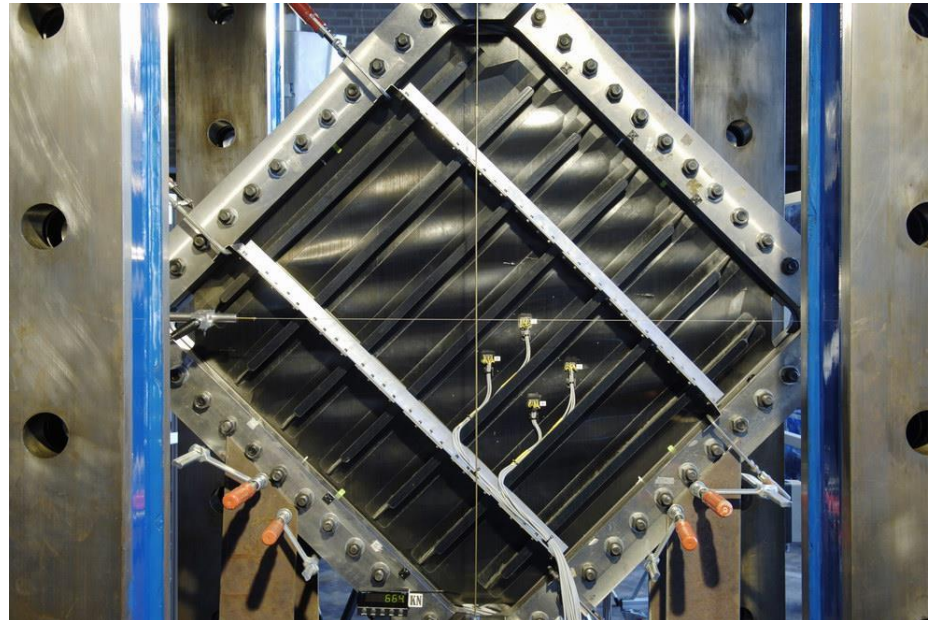
Pandeo en estructuras aeronáuticas

- Reducción del peso
- Estructuras semimonocasco
- Diseño a postpandeo



Tensión diagonal

- Solicitación cortante
- Estructuras de pared delgada en régimen de postpandeo
- Desarrollo de tracción en diagonales, deformada por surcos



Índice

1. Introducción

- Pandeo en estructuras aeronáuticas
- Tensión diagonal

2. Inicio pandeo placas

- Métodos de análisis
- Placa plana a cortante
- Influencia de cargas y condiciones de contorno

3. Postpandeo placas

- Métodos de análisis
- Resultados

4. Inicio Pandeo Láminas

- Ecuación de gobierno
- Resultados carga crítica
- Influencia curvatura

5. Postpandeo Paneles

- Modelo MEF
- Evolución de las tensiones
- Tensiones máximas en la piel
- Tensiones en los refuerzos

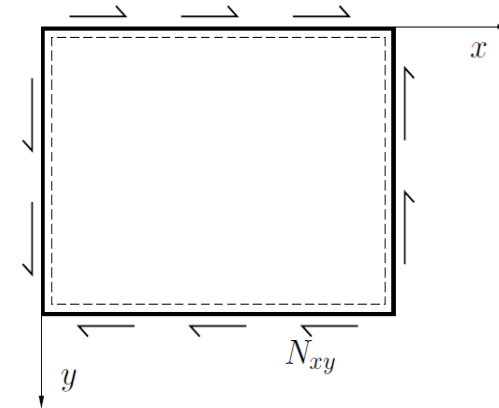
6. Conclusiones

Método de Galerkin

- Ecuación de gobierno y funciones de prueba

$$D_{11} \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + 2(D_{12} + 2D_{66}) \frac{\partial^4 w}{\partial x^2 \partial y^2} + D_{22} \frac{\partial^4 w}{\partial y^4} = 2N_{xy} \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y}$$

$$w = \sum_{m=1}^M \sum_{n=1}^N w_{mn} \sin \frac{m\pi x}{a} \sin \frac{n\pi y}{b}$$



- Minimización del error

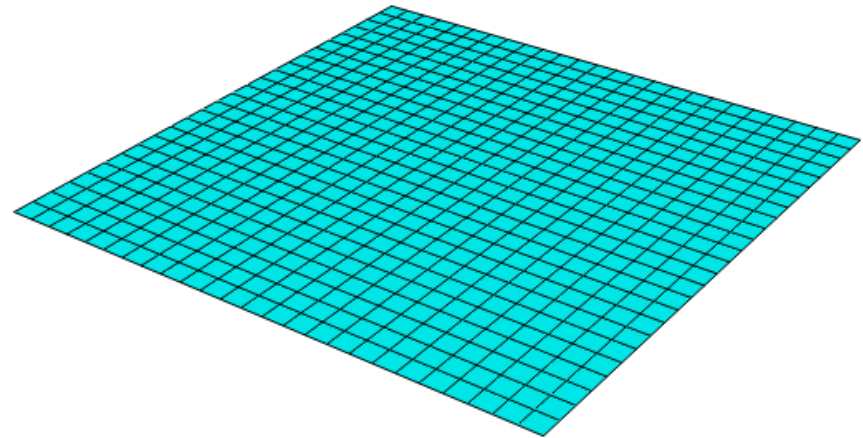
$$\int_0^a \int_0^b \left[D_{11} \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + 2(D_{12} + 2D_{66}) \frac{\partial^4 w}{\partial x^2 \partial y^2} + D_{22} \frac{\partial^4 w}{\partial y^4} - 2N_{xy} \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \right] \sin \frac{p\pi x}{a} \sin \frac{q\pi y}{b} dy dx = 0$$

- Búsqueda soluciones no triviales

$$\det [\mathbf{E} (N_{xy}|_{cr})] = 0$$

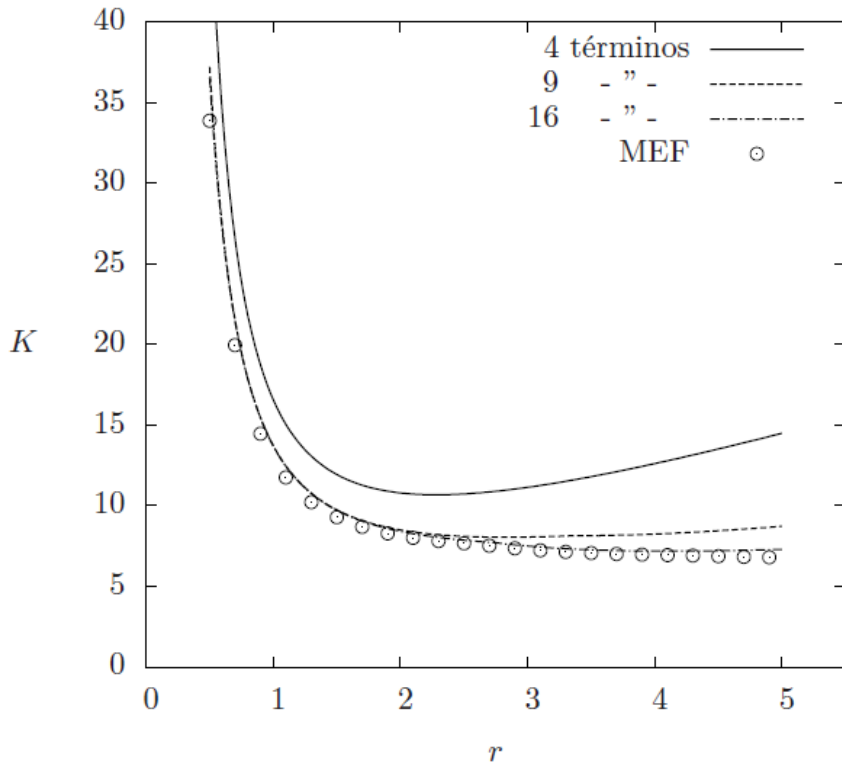
Elementos finitos

- Resolución mediante *Abaqus*[®]
- Elemento tipo *shell*. Cinco nodos en el espesor
- 625 elementos
- Interpolación lineal



Carga crítica

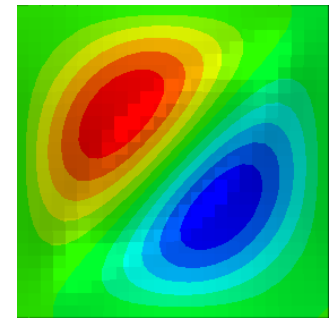
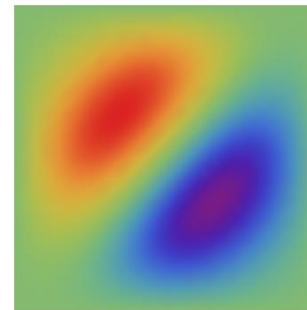
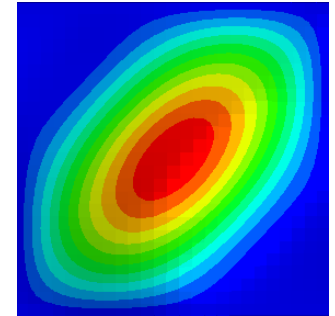
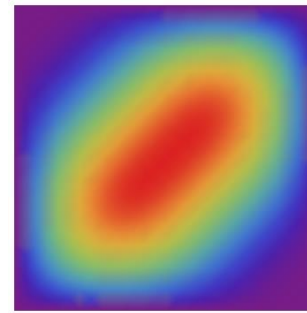
$$K = \frac{N_{cr}}{\frac{\pi^2 \sqrt{D_{11} D_{22}}}{b^2}} \quad r = \frac{a}{b}$$

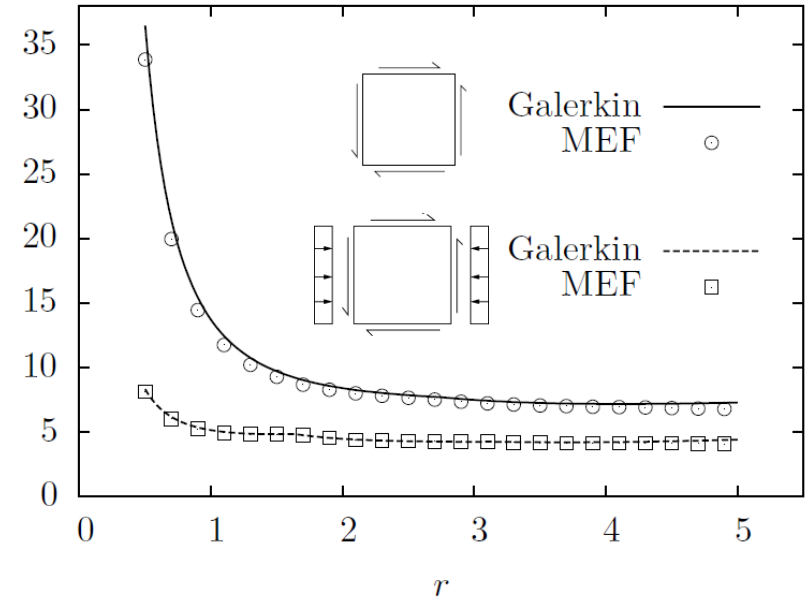
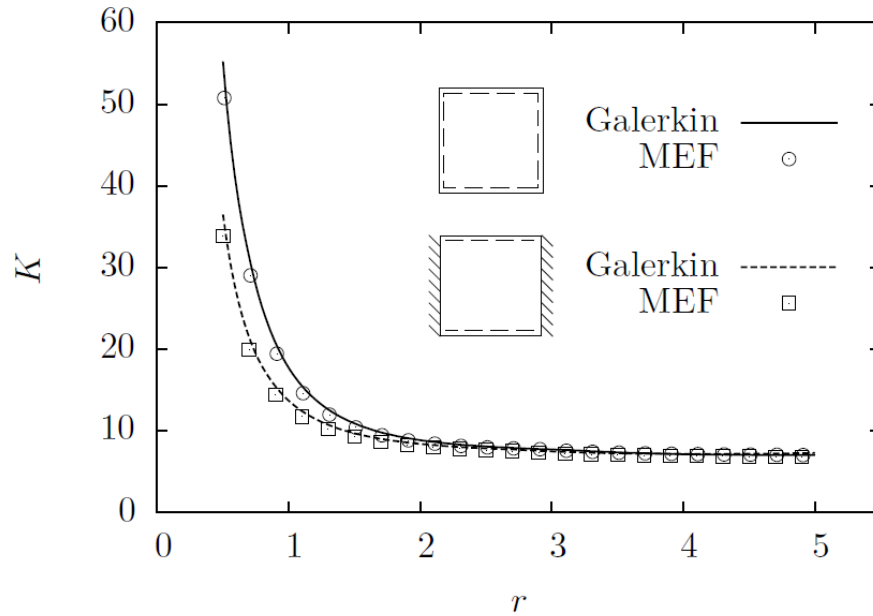


2 modos de pandeo

Galerkin

Abaqus®





- Empotramientos rigidizan la placa, pero son irrelevantes en lados cortos
- La adición de cargas que favorecen pandeo hace disminuir la carga crítica

Índice

1. Introducción

- Pandeo en estructuras aeronáuticas
- Tensión diagonal

2. Inicio pandeo placas

- Métodos de análisis
- Placa plana a cortante
- Influencia de cargas y condiciones de contorno

3. Postpandeo placas

- Métodos de análisis
- Resultados

4. Inicio Pandeo Láminas

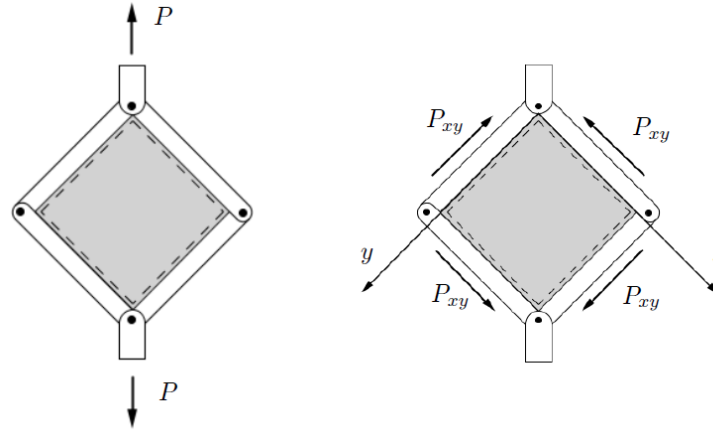
- Ecuación de gobierno
- Resultados carga crítica
- Influencia curvatura

5. Postpandeo Paneles

- Modelo MEF
- Evolución de las tensiones
- Tensiones máximas en la piel
- Tensiones en los refuerzos

6. Conclusiones

Postpandeo de placas a cortante



Ecuaciones de von Karman para gran deformación:

$$D_{11} \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + 2 (D_{12} + 2 D_{66}) \frac{\partial^4 w}{\partial x^2 \partial y^2} + D_{22} \frac{\partial^4 w}{\partial y^4} = N_x \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + 2 N_{xy} \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} + N_y \frac{\partial^2 w}{\partial y^2}$$

$$\frac{1}{A_d} \left[A_{22} \frac{\partial^4 F}{\partial y^4} - 2 A_{12} \frac{\partial^4 F}{\partial x^2 \partial y^2} + A_{11} \frac{\partial^4 F}{\partial x^4} \right] + \frac{1}{A_{66}} \frac{\partial^4 F}{\partial x^2 \partial y^2} = \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \right)^2 - \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \frac{\partial^2 w}{\partial y^2}$$

F : Función de tensiones de Airy

- Funciones de prueba que satisfagan CdC para w y F :

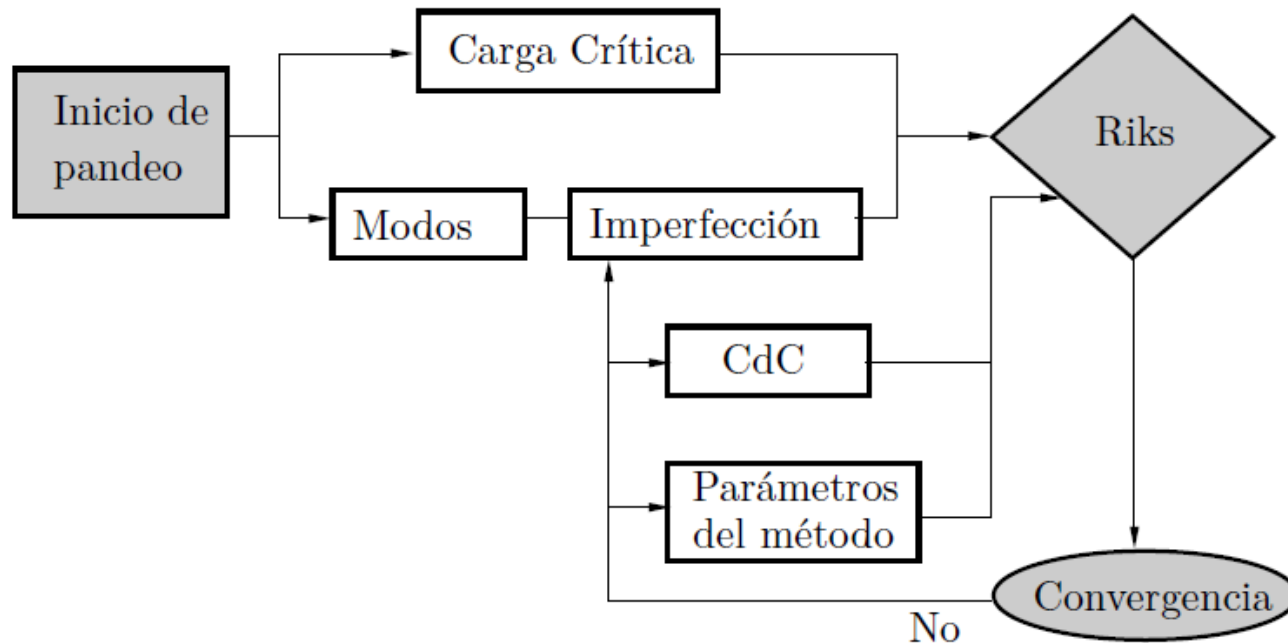
$$w(x, y) = w_o \cos\left(\frac{3\pi(x-y)}{2a}\right) \sin\left(\frac{\pi x}{a}\right) \sin\left(\frac{\pi y}{a}\right)$$

$$\begin{aligned} F = & -P_{xy} \frac{xy}{a} + K_1 \cos\left(\frac{2\pi x}{a}\right) + K_2 \cos\left(\frac{2\pi y}{a}\right) + K_3 \cos\left(\frac{2\pi(x+y)}{a}\right) \\ & + K_4 \cos\left(\frac{3\pi(x-y)}{a}\right) + K_5 \cos\left(\frac{\pi(3x-y)}{a}\right) + K_6 \cos\left(\frac{\pi(x-3y)}{a}\right) \\ & + K_7 \cos\left(\frac{\pi(5x-3y)}{a}\right) + K_8 \cos\left(\frac{\pi(3x-5y)}{a}\right) \end{aligned}$$

- 2ª ecuación: Resolución constantes K_j
- 1ª ecuación: Resolución w_o

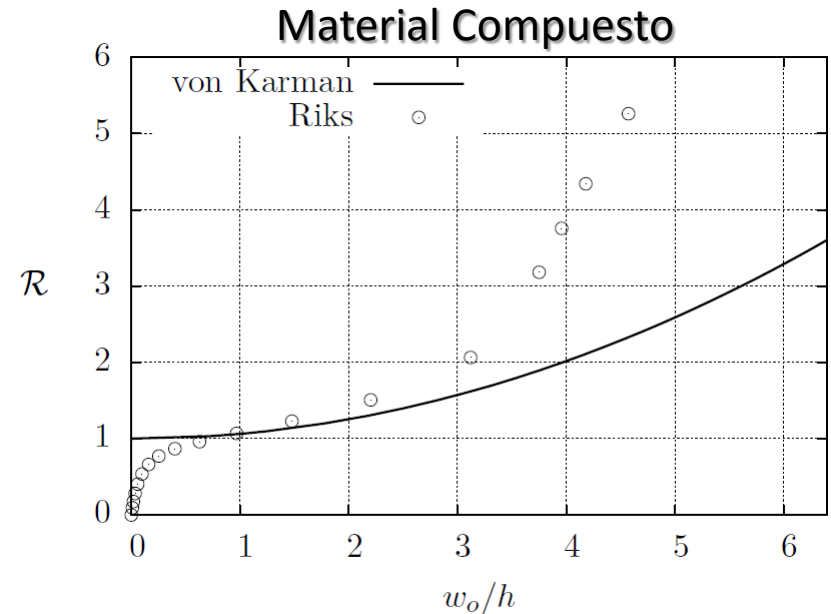
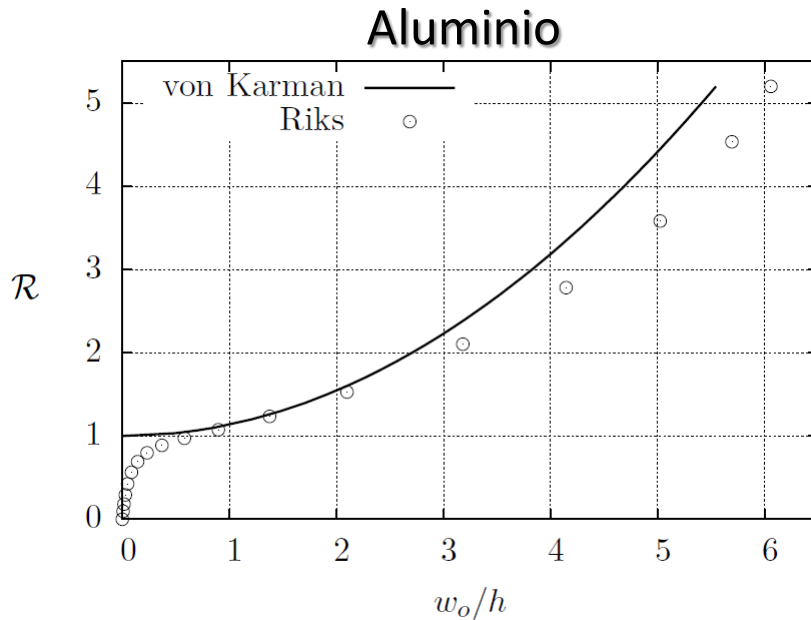
- **Análisis mediante MEF**

- Método estático no lineal de Riks
- 2500 elementos tipo *shell*
- Generación de imperfección en el modelo a partir de los modos de pandeo



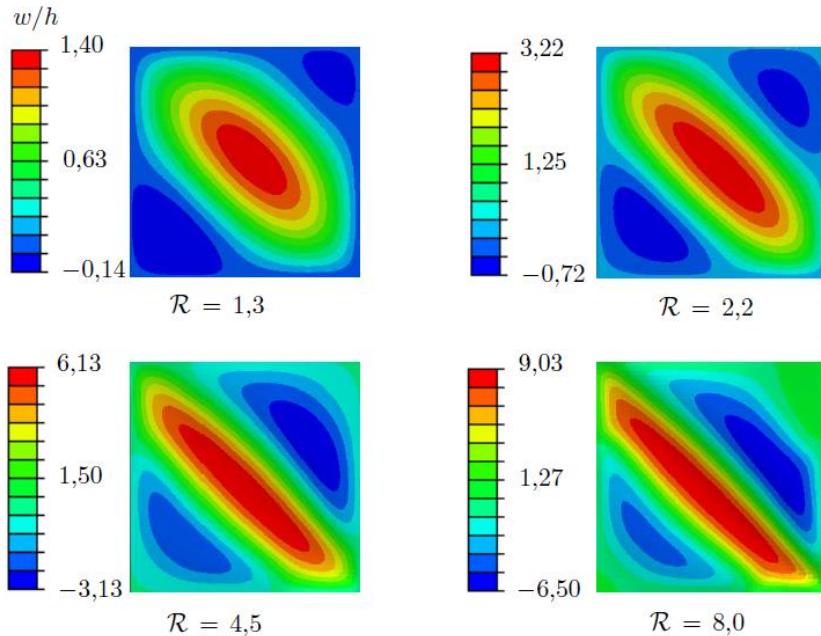
Flecha en el centro de la placa

$$\mathcal{R} = \frac{N_{xy}}{N_{xy}|_{cr}}$$



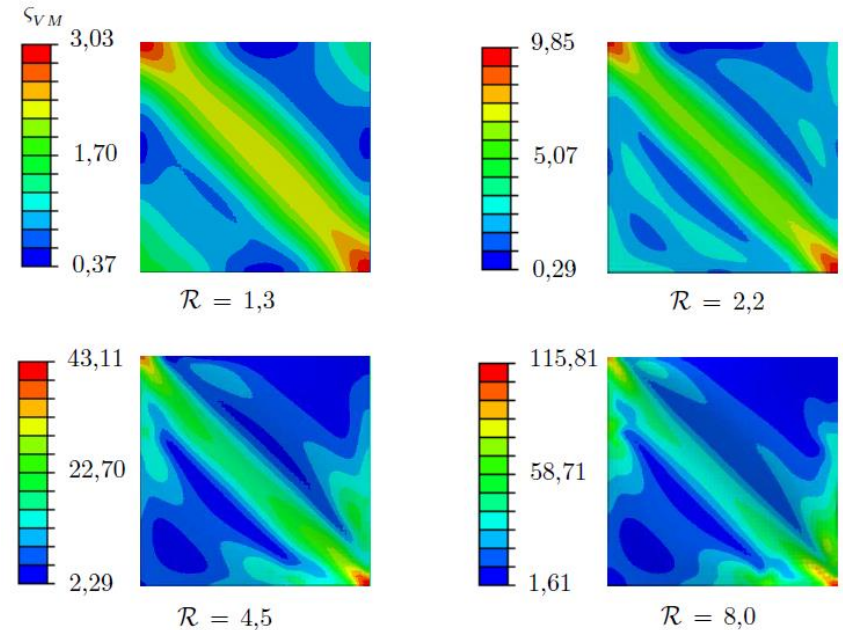
- Buena aproximación para materiales isótropos
- Para \mathcal{R} elevados hacen falta más términos en el caso del Material Compuesto

Evolución deformada



Evolución tensión

$$s_{VM} = \frac{\sigma_{VM}}{\sigma_{VM}|_{cr}}$$



- Grandes deformaciones
- Deformada formando surcos
- Tensión muy elevada en esquinas

Índice

1. Introducción

- Pandeo en estructuras aeronáuticas
- Tensión diagonal

2. Inicio pandeo placas

- Métodos de análisis
- Placa plana a cortante
- Influencia de cargas y condiciones de contorno

3. Postpandeo placas

- Métodos de análisis
- Resultados

4. Inicio Pandeo Láminas

- Ecuación de gobierno
- Resultados carga crítica
- Influencia curvatura

5. Postpandeo Paneles

- Modelo MEF
- Evolución de las tensiones
- Tensiones máximas en la piel
- Tensiones en los refuerzos

6. Conclusiones

Inicio de pandeo de láminas curvas

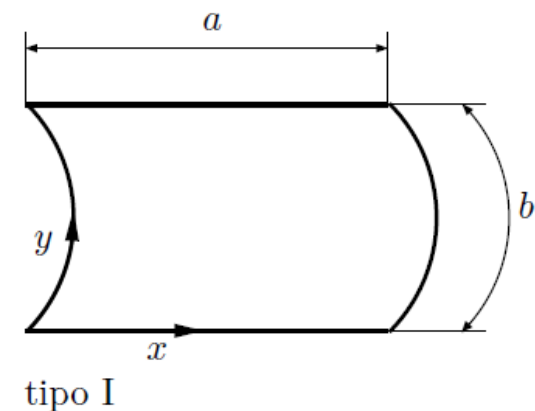
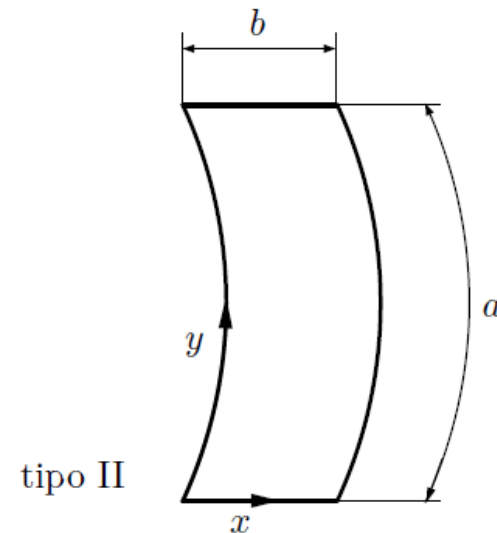
- Ecuación de gobierno

$$D \nabla^4 w + \frac{E h}{R^2} \nabla^{-4} \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} = 2 N_{xy} \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y}$$

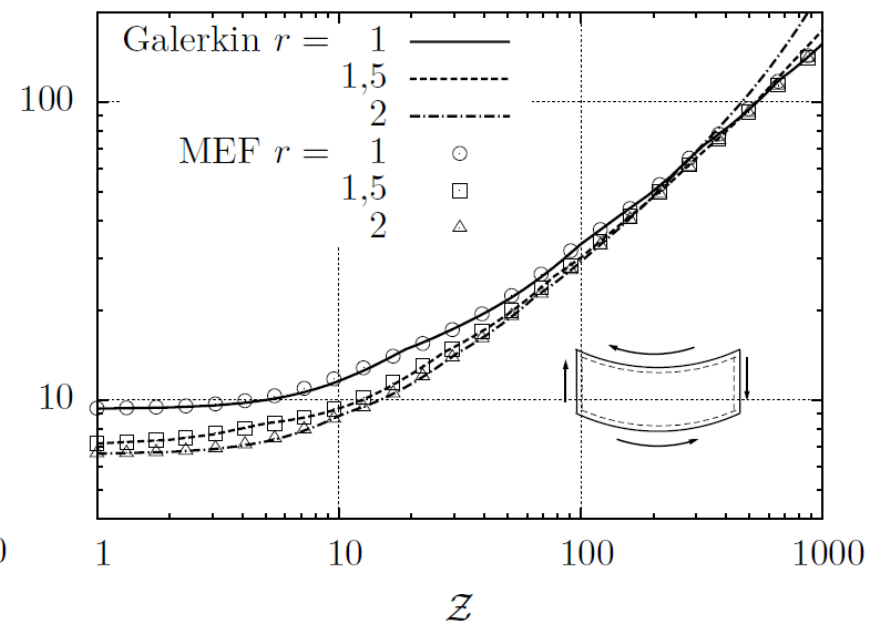
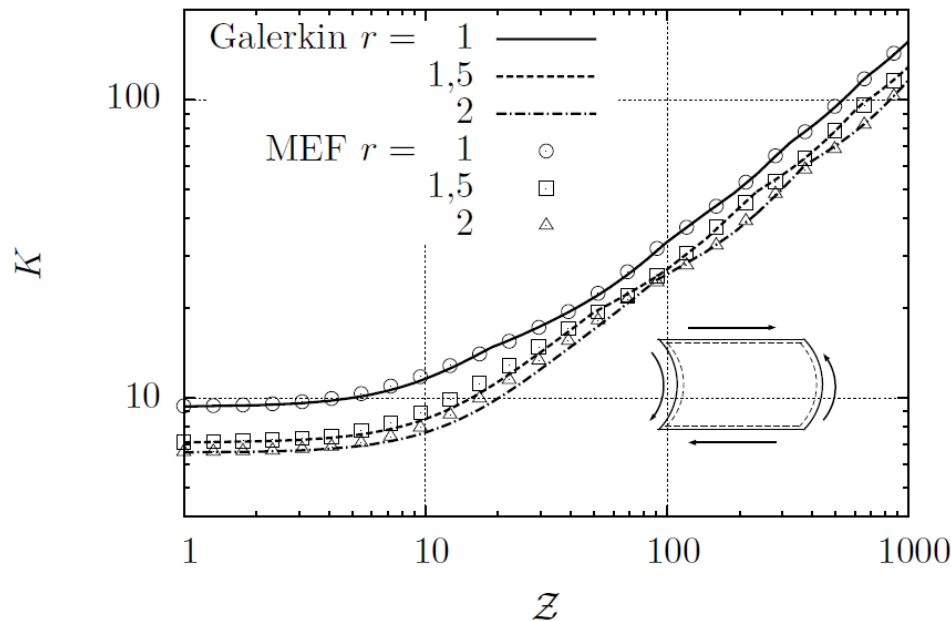
- Formulación adimensional

$$K = \frac{N_{xy}|_{cr} b^2}{\pi^2 D}; \quad \mathcal{Z} = \frac{b^2}{R t} \sqrt{1 - \nu^2}$$

$$\nabla^4 w + \frac{12 \mathcal{Z}^2}{b^4} \nabla^{-4} \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} = 2 K \frac{\pi^2}{b^2} \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y}$$

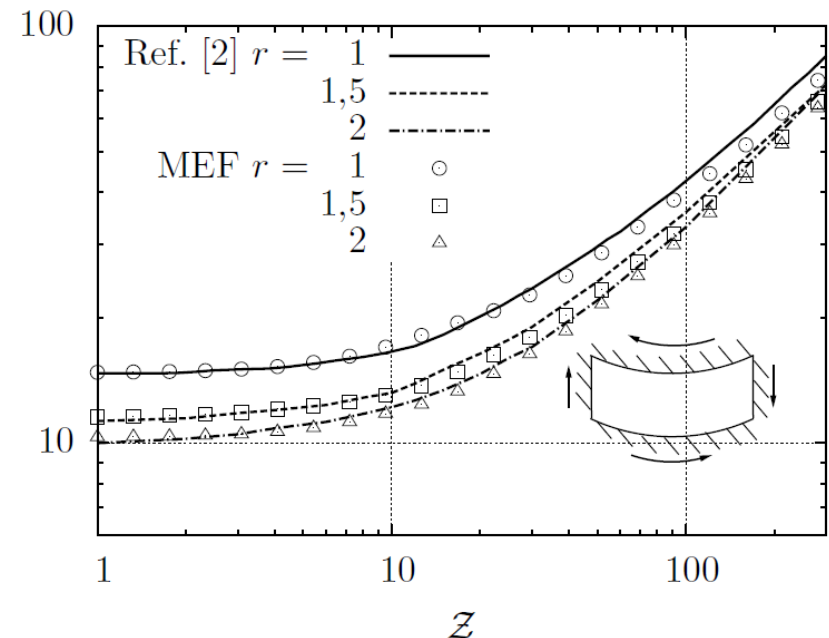
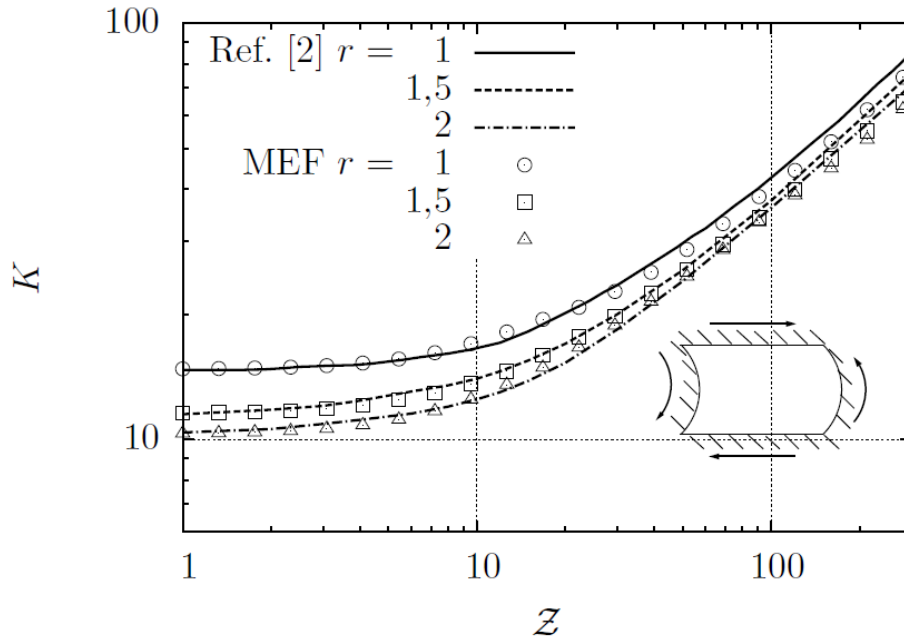


Carga crítica láminas a cortante



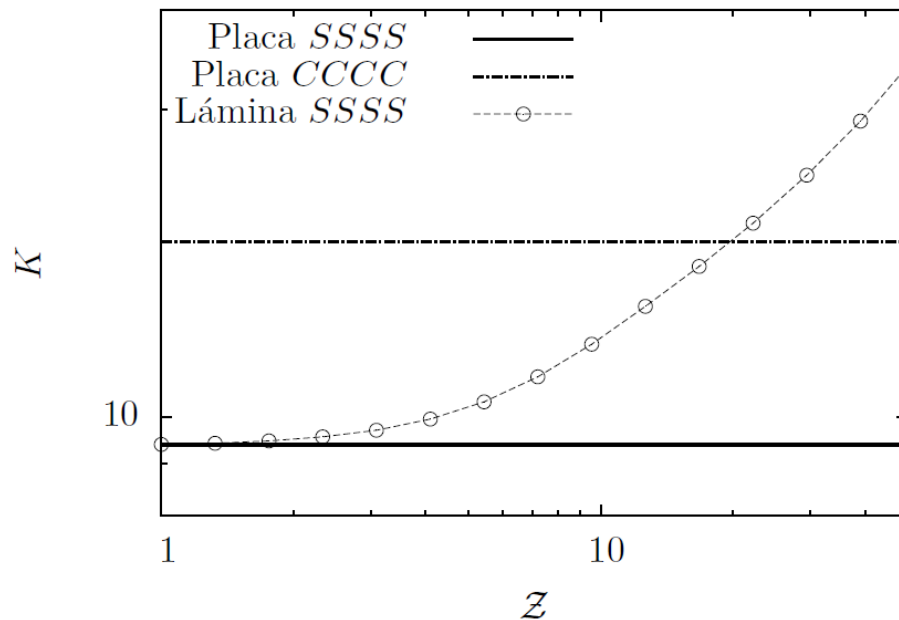
- Resultados similares con Galerkin y MEF
- Pequeñas discrepancias para z elevados. Se necesitan demasiados términos.

Comparación de resultados

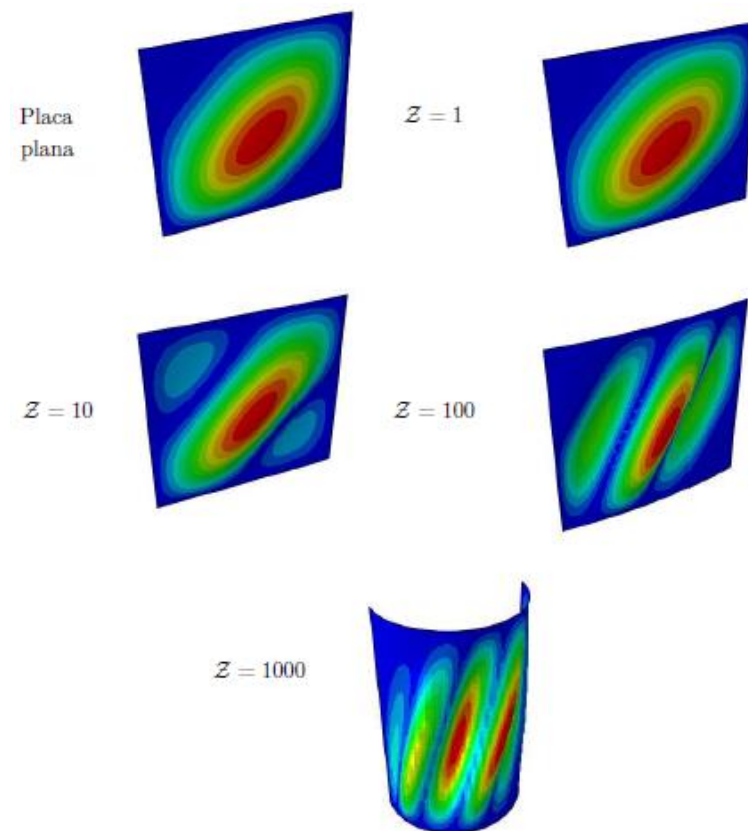


- Comparación satisfactoria con resultados semiempíricos

Influencia de la curvatura



- Lámina curva articulada más resistente que placa empotrada



Índice

1. Introducción

- Pandeo en estructuras aeronáuticas
- Tensión diagonal

2. Inicio pandeo placas

- Métodos de análisis
- Placa plana a cortante
- Influencia de cargas y condiciones de contorno

3. Postpandeo placas

- Métodos de análisis
- Resultados

4. Inicio Pandeo Láminas

- Ecuación de gobierno
- Resultados carga crítica
- Influencia curvatura

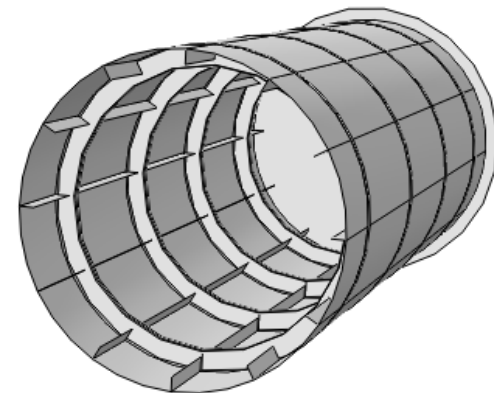
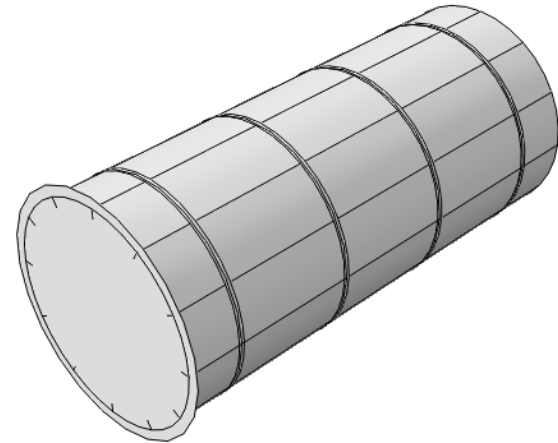
5. Postpandeo Paneles

- Modelo MEF
- Evolución de las tensiones
- Tensiones máximas en la piel
- Tensiones en los refuerzos

6. Conclusiones

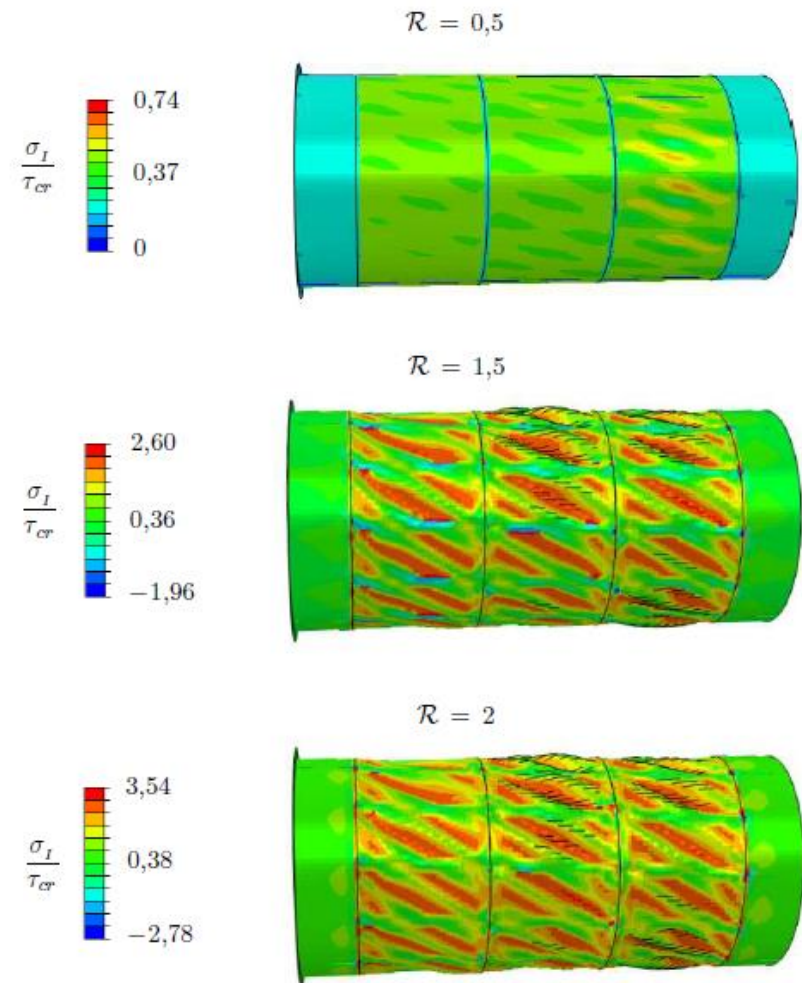
Modelo de elementos finitos

- Reproducción de modelos experimentales
- Geometría cilíndrica reforzada con larguerillos y cuadernas
- 21707 elementos
- Análisis mediante Riks
- Disco rígido para aplicación del torsor



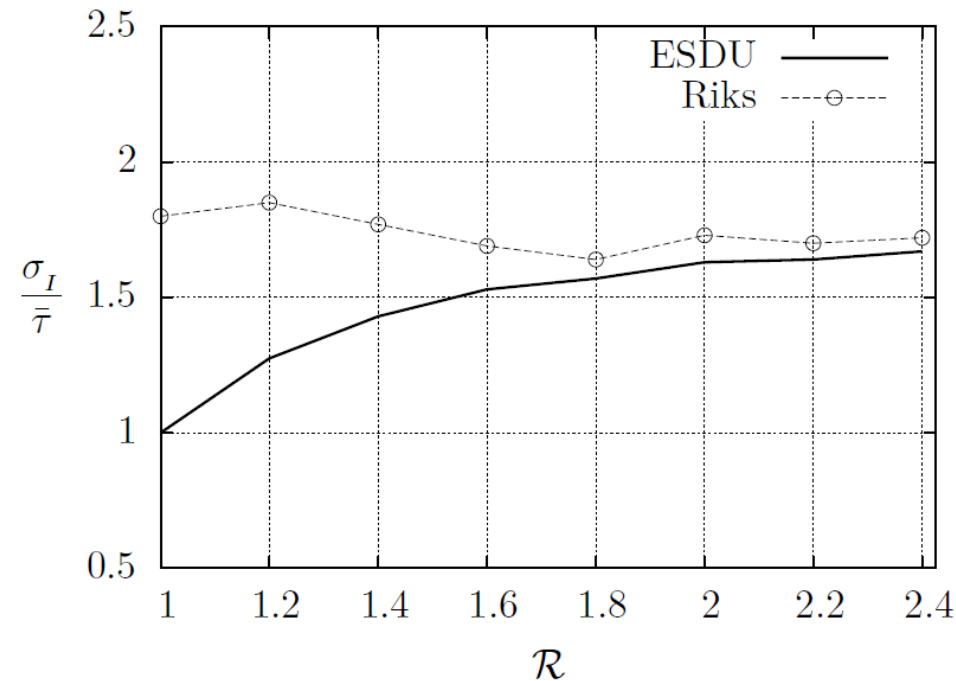
Distribución de tensión

- Variaciones de tensión previas al pandeo debido a las imperfecciones
- La tensión se desarrolla en diagonales después del pandeo inicial
- Aplanamiento de las celdas

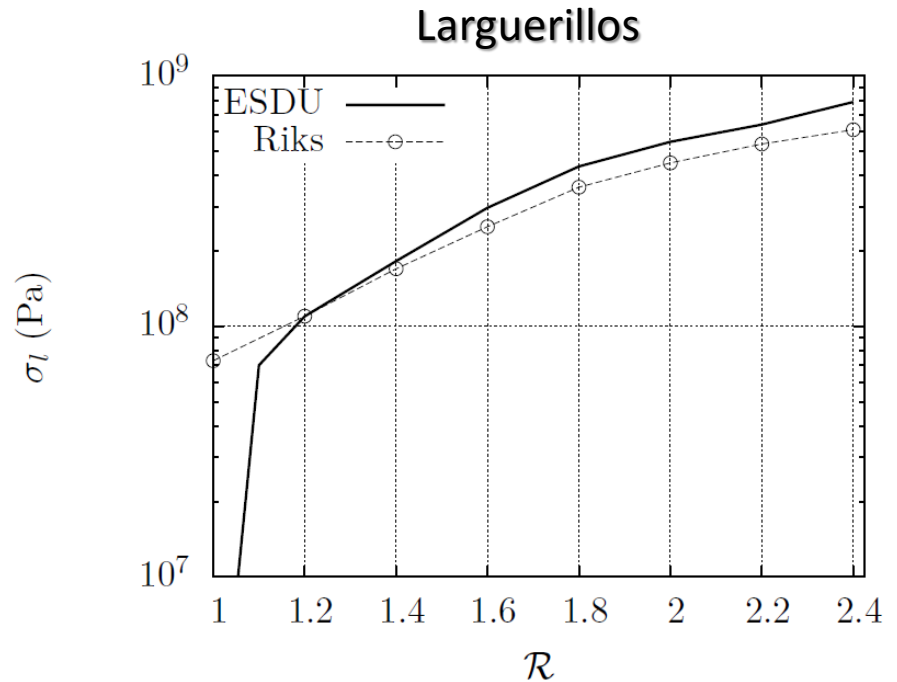
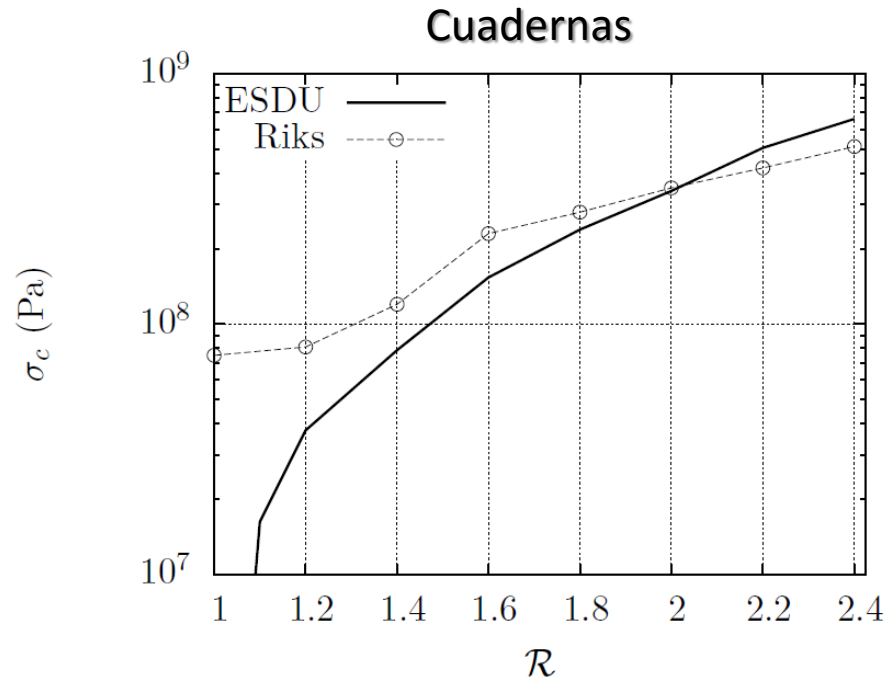


Tensión máxima en la piel

- Mala aproximación cerca pandeo inicial: desencadenado por imperfecciones
- Tensión máxima no muy grande respecto del promedio
- Estructura eficiente a postpandeo



ESDU: *Engineering Sciences Data Unit*



- Tensión no nula en $\mathcal{R} = 1$ según MEF
- Buena aproximación a partir de $\mathcal{R} > 1.2$

Índice

1. Introducción

- Pandeo en estructuras aeronáuticas
- Tensión diagonal

2. Inicio pandeo placas

- Métodos de análisis
- Placa plana a cortante
- Influencia de cargas y condiciones de contorno

3. Postpandeo placas

- Métodos de análisis
- Resultados

4. Inicio Pandeo Láminas

- Ecuación de gobierno
- Resultados carga crítica
- Influencia curvatura

5. Postpandeo Paneles

- Modelo MEF
- Evolución de las tensiones
- Tensiones máximas en la piel
- Tensiones en los refuerzos

6. Conclusiones

- Conocimiento de bases teóricas esencial para análisis MEF
- Validación en elementos finitos satisfactoria
- Modelado de las condiciones de contorno esencial en MEF
- Curvatura hace estructuras más resistentes
- Prioridad del pandeo de la piel
- Estructuras semimonocasco muy eficientes a postpandeo



Gracias por su atención

¿Preguntas?